

# 国外火箭发动机试车台及发展趋势

张斌章

(西安航天动力试验技术研究所, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 综述了美国、德国、法国和日本的火箭发动机机构和试验装置, 概括了火箭推进试验技术的发展趋势, 指出了我国与航天技术发达国家在硬件装备、试验能力及技术水平方面存在的差距。

**关键词:** 试验机构 试验台 发展趋势

**中图分类号:** V434

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2007) 05-0042-08

## Development trend of liquid rocket engine test facilities abroad

Zhang Binzhang

(Xi'an Aerospace Propulsion Test Technique Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** Rocket engine organization and test facilities in the United States, Germany, France and Japan are presented, and development trend of rocket engine test technology is summarized. The gap in our test facility and technology is also put forward.

**Key words:** test organization; test facility; development trend

### 1 引言

火箭发动机的研制过程需要进行大量地面试验。这些试验技术复杂, 耗资巨大, 因此世界各国都十分重视试验装备的建设和试验技术的研究。各国为研制火箭发动机建立了大量的试验设备, 形成了众多试验基地。本文介绍了部分国家

一些主要的火箭发动机试验机构和装备能力, 目的在于了解该领域的现状和水平, 找出我们的差距和不足, 以便更好地发展和提高我们的装备能力与试验技术水平。

### 2 美国火箭发动机试验机构及试验能力

美国在世界上拥有最多和最庞大的火箭发动

收稿日期: 2007-06-26; 修回日期: 2007-07-16。

作者简介: 张斌章 (1944—), 男, 研究员, 研究领域为液体火箭发动机试验技术与装备。

机试验机构和试验装置。大部分隶属于美国国家航空航天局 (NASA) 和美国空军, 具有相当规模的试验能力。

美国的主要试验机构有斯坦尼斯空间中心 (SSC) 推进试验联合体、马歇尔空间飞行中心、白沙试验场、阿诺德工程发展中心。

### 2.1 斯坦尼斯空间中心(SSC)推进试验联合体

该联合体位于美国南密西西比, 是 NASA 最好的火箭推进试验和商业遥感中心, 其试车台主要有:

#### 2.1.1 A-1 试车台

单工位垂直点火试车台, 可进行稳态点火试车。试件最大直径 10.06m, 最大推力 4,890kN。试车台延伸地下 15.24m, 火焰导流器冷却水流量 6.31m<sup>3</sup>/s。

该台最初是为试验阿波罗土星五号第二级 (S-II) 设计的, 为适应 X-33 发动机及气动塞式喷管发动机的预研试车曾做过改造。

最大动载荷: 4,890kN 垂直 (向上); 7,555kN 垂直 (波动); 3,106kN 水平。

#### 2.1.2 A-2 试车台

单工位垂直点火高空试车台, 可进行稳态点火试车, 试件最大直径 10.06m, 火焰导流器冷却水流量 13.88m<sup>3</sup>/s; 消防水流量 283.88m<sup>3</sup>/min。装备有危险气体和着火探测系统。

装备有与发动机喷管相连的扩压器, 在试车期间模拟高空条件使用。

#### 2.1.3 B-1/B-2 试车台

高 89.9m, 连吊车在一起总高 124m, 起重能力 181,400kg, 是一个双工位、垂直、静态点火试车台, 可进行大型液氧/液氢发动机及液氧/煤油发动机试验。试验件最大直径 10.06m。B-1 台承担 SSME 试验; B-2 台用于低成本技术计划 (Low Cost Technology Program) 研究。

#### 2.1.4 E-1 试车台

用于“可重复使用运载器 (RLV) 计划”的火箭发动机组合件地面试验以及高压和大流量低温流体 (如氢、氧、惰性气体和工业水) 组合件研制试验, 以及液氧/气氢小型推力室和 4,449N 推力固液发动机试验。

#### 2.1.5 E-2 试车台

该台过去是为了研制用于国家空天飞机 (NASP) 的材料而建设的, 在极端温度条件下进行材料试件试验。该试车台是一座高度灵活的系统, 只需很少的硬件变化就很容易适合各种开环控制和闭环控制的试验方案。

#### 2.1.6 E-3 试车台

用于小型、固液、组合件及小发动机试验。

### 2.2 马歇尔空间飞行中心

马歇尔空间飞行中心是 NASA 最大的中心之一, 有 40 多个试验装置, 能进行所有类型的火箭和空间运输技术试验 (从小的组合件到发动机整机)。它有以下三个试验区:

#### 2.2.1 西试验区

主要试验装置有 F-1 发动机试车台、先进发动机试验装置 (4670 试车台) 和 3 氢冷流试验装置 (4626 试车台)。

##### (1) F-1 发动机试车台

垂直点火试车台, 高 72.85m, 基础面积 427m<sup>2</sup>。能进行 6,664kN 推力液氧/煤油发动机试车, 经过改造可适应 13,328kN 推力试车。

##### (2) 先进发动机试验装置 (4670 试车台)

原为 S-IC 级静态试车台, 现称为“先进发动机试验装置”, 是世界上仅有的大型液体火箭发动机试验台。曾用于试验美国最大火箭“土星 V”的第一级 (直径为 10.6m, 长 42.06m), 试车台总高度达 121.9m。

钢制导流槽重达 1,720,000kg。冷却水通过导流槽板上的 387,000 多个流水孔加压喷出, 导流槽钢板厚 25.4mm, 流水孔直径 4mm。

##### 试车台试验能力:

液氢: 试车台外液氢贮量 1,700m<sup>3</sup>; 试车台上液氢贮量 283.9m<sup>3</sup>;

液氧: 试车台上液氧贮量 87.1m<sup>3</sup>;

气体: 氢气/氮气/氦气/空气;

燃料: 火箭推进剂用煤油贮量 567.8m<sup>3</sup>;

导流槽冷却水流量: 1,030m<sup>3</sup>/min, 压力: 1.28MPa;

测量通道: 750 个数字通道; 108 个模拟通道。

### 2.2.2 东试验区

进行发动机组合件和子系统试验,主要试验装置有:

#### (1) 115 试车台

多用途、多工位装置,能试验模型发动机、中压燃烧装置和低温贮箱。它既有冷流试验工位,又有热点火工位;光学和激光诊断系统用于羽流分析。

#### (2) 116 试车台

组合件试验台,用来试验高压火箭发动机系统组合件、涡轮泵、阀、低温推进剂系统组合件和燃烧装置。

#### (3) 500 试车台

五工位固液发动机和发动机组合件试验装置,用来进行危险的液氢、液氧和固体及固液推进子系统、涡轮泵轴承,涡轮泵密封试验。

## 2.3 白沙试验场

作为休斯敦约翰逊空间中心的组成部分,拥有较大的固体和液体火箭推进系统的空间模拟真空点火能力。它有两个试验区:

### 2.3.1 300 试验区

由一个高空台、两个地面台、高空模拟系统、控制中心、相关仪器、控制和装置试验系统组成。

#### (1) 301 试车台

地面试车台,可试验推力为110kN的发动机和推进系统,用于进行航天飞机尾舱试验;活动屋顶允许安装大型试验件;使用录像和红外线摄影机进行试验监控和记录。

#### (2) 302 试车台

高空模拟试车台,能试验直径近6m的推进系统,内有三个平台用于试件进出。

- 真空试验舱:直径10m,高11.6m(延伸为17.7m)。

#### (3) 303 试车台

水平高空模拟试车台,能试验单台发动机,也能试验总推力为4.5kN的多发动机试验件。

- 真空舱:直径3.35m,长11.9m;
- 最大试件尺寸:直径2.13m,长7.6m;
- 氮气供应压力:1.03MPa;

- 肼系统与302台共享。

#### (4) 328 试车台

环境压力试车台(地面台),能试验多台不同轴线的4.5kN发动机。试车台长8.8m,宽8.2m,高6.1m。能适应的最大试验件为7.3m×7.3m×4.3m。

### 2.3.2 400 试验区

由一个地面台、三个高空台、高空模拟系统、控制中心、相关仪器、控制和装置试验系统组成。

#### (1) 401 试车台

配有直径10m、高11.6m的碳钢高空舱,能试验带有推力向量控制的推进系统,110kN推力的发动机垂直向点火。该台试验件最大尺寸为4.57m×4.57m×13.7m,有三个内部平台可根据试验需要重新调整装配。试验件(重达18,143kg)的垂直定位精度为2.54mm可进行多轴推力测量。试验件与试验舱温度调节范围:3.6~39°C;氦系统压力:41.34~20.7MPa;氮系统压力:5.5~1.03MPa。

#### (2) 402 试车台

高空试车台。高空舱直径2.9m,长7.6m。能试验大到4.45kN推力的自燃推进剂发动机;也可进行最大直径1.22m、推力111kN的固体火箭发动机水平点火。

#### (3) 403 试车台

配有直径10.1m、高11.6m的碳钢高空舱,能试验带有推力向量控制的推进系统和110kN推力的发动机。试验件最大尺寸为4.5m×4.5m×13.7m。有三个内部平台,可根据试验的需要重新调整装配。活动舱盖允许安装大型试验件,可进行多轴推力测量。

#### (4) 405 试车台

水平点火试车台,有直径2.5m、长8m的高空舱,既能试验110kN推力的固体火箭发动机,又能试验4.5kN推力的自燃推进剂发动机;可进行固体火箭发动机X射线照像分析;使用录像、红外线相机进行试验监控。

## 2.4 美国空军阿诺德工程发展中心(AEDC)

它是世界上最先进、最大的飞行模拟试验装

置联合体，有空气动力学和推进风洞、火箭和涡轮发动机试车台、空间环境舱、电弧加热器、弹道试验装置及其它专用试验装置共53个，其中27个试验装置的试验能力是任何地方都无可比拟的。主要有：J2-A试车台、J-3试车台、J-4试车台、J-5试车台、J-6试车台。

(1) J2-A试车台：由一个6.1m管道内的直径5.58m、长9.75m低温冷却筒组成。在试验舱内可以在61km的高度下短时间直接点火小发动机，推力66.7kN。

(2) J-3试车台：为垂直结构，可在高空模拟条件下进行890kN推力的火箭推进系统或发动机的试验，发动机的最大喷管直径为2.54m。

(3) J-4试车台：垂直试车台，用于大型液体火箭发动机及推进系统整机在模拟高度环境下进行静态试验。

试验能力：

- 模拟高度：30.5km；
- 轴向推力：6675kN；侧向力：222.5kN；滚动力矩：56515N·m；
- 试验件温度调节：10~593℃

关键特征：

- 试验舱直径14.63m，高25m；
- 混凝土喷水舱直径30.48m，深76.2m；
- 推进剂系统可用于液体和低温推进剂试验；
- 1,892m<sup>3</sup>高位水池向扩压器和引射器供应冷却水，流量514.7m<sup>3</sup>/min；
- 9,462m<sup>3</sup>地面蓄水池供水系统，供应燃气喷水环和火焰导流器用水，流量为1,892m<sup>3</sup>/min；
- 中心数据采集系统有500多通道，采样速率100kHz；
- 自动控制系统调节RP-1火箭燃料、液氢、液氧的压力；
- 计算机控制的预编程倒计时控制程序，正常和紧急关机；
- 试验舱与中心计算机间用数据光缆连接；
- 蒸汽引射扩压器系统，液膜冷却燃气导流器板，悬挂在喷水舱内的三级燃气喷水。

(4) J-5试车台：水平试车台，用于大型固

体推进剂火箭发动机进行38.1km模拟高度下的静态试验，能承受的最大推力为556kN，也能进行1135kN推力火箭发动机短时间点火试验。

(5) J-6试车台：水平试车台，用于大型固体火箭发动机试验（内装具有爆炸危险的推进剂36287kg）。距离AEDC的其它装置2.4km，对AEDC的其它试验装置不会构成危险。

试验能力：

- 模拟高度：30.5km；
- 直径：7.92m；长：18.9m
- 最大推力：2225kN
- 250000数据子样/秒（250kHz）

试验类别包括：长程高模试验、大面积比喷管试验、高空模拟性能试验、点火性能试验、旋转试验、喷管开发试验、级间分离试验、传热和试后热反浸试验、振动和动力学试验和失效分析。

关键特征：

- 温度调节系统能使试验舱内空气温度从发动机安装到点火前抽到高空条件一直保持在规定范围：-9.4~43.3℃（±2.8℃）。
- 试验舱采用了许多先进的诊断工具，包括声学传感、实时X光照相、激光定位系统、红外与紫外成像及高速视频录像。

### 3 德国火箭发动机试验机构及试验能力

德国有两个试验基地：一个是宇航研究院（DLR）所属的兰波尔豪森（LAMPOLDHAUSEN）试验基地；另一个是MBB公司所属的奥特布隆（OTTOBRUNN）试验基地。

#### 3.1 兰波尔豪森试验基地

德国联邦技术部领导下的德国宇航研究院是德国航空与航天科学研究的专门机构，拥有五个研究中心和六个分支机构，共有19个研究所。拥有很多大型试验设施，如各种亚音速、超音速风洞、航空发动机及火箭发动机试车台、研究试验飞机、飞行模拟器的试验台、航空测控指挥中心、探空火箭发射场等。

宇航研究院最重要的试验中心位于斯图加特

(Stuttgart) 东北的兰波尔豪森, 共有 5 个试车台、13 个试车工位。

### 3.1.1 P1 试车台

共有 6 个试验工位, 用于进行 10N~400N 姿控发动机和远地点发动机试验, 其中 P1-5 台为高空模拟试验装置。发动机垂直装在试验舱内, 发动机点火, 试验时的压力可以维持在 100~150Pa 的水平, 模拟 40km 高空环境。

### 3.1.2 P2 试车台

海平面试车台, 主要用于 400~2,000N 推力的姿控发动机试验。承担了阿里安-5 上面级 L7 发动机的试验任务, L7 发动机使用四氧化二氮/一甲基肼推进剂, 推力 27kN。

### 3.1.3 P3 试车台

大型双工位液氢/液氧发动机试车台, 用于 HM60 燃烧室的地面试验和高模试验。具有蒸汽引射高模试验能力, 最大试验推力可达 60kN。

液氢系统由高压氢气增压, 液氧系统由高压氮气增压。系统装有操作阀门、流量计、超音速喷嘴等, 试验后用氢压机对氢气进行回收; 液氢增压容器附近设置有气氢置换和排氢汇总管路。

推进剂供应能力:

液氢工作贮箱容积和工作压力: 12m<sup>3</sup>/4MPa;

液氧工作贮箱容积和工作压力: 4m<sup>3</sup>/4MPa;

液氧贮罐容积 30m<sup>3</sup>, 压力 4MPa;

液氢贮罐容积 35m<sup>3</sup>, 压力 4MPa;

液氢输送管路直径: 150mm;

液氧输送管路直径: 120mm;

氢气回收贮罐第一级 100m<sup>3</sup>/4MPa; 第二级 200m<sup>3</sup>/1.6MPa

有三个氢气高压气瓶和二一个高压氮气瓶, 每个容积和压力 6m<sup>3</sup>/80MPa。氢气压缩机压缩能力 350m<sup>3</sup>/h。

### 3.1.4 P4 试验台

P4 试验台于 1964 建成, 推力 2000kN, 双工位, 试验介质为可贮存推进剂四氧化二氮和一甲基肼。在同一建筑内有以下两个试验工位: P4-1 工位和 P4-2 工位。

(1) P4-1 试验工位: 用于海平面条件的试验, 试验过阿里安-4 助推器试验。2000 年重建,

可进行新一代低温推进剂(液氢/液氧)上面级试验。改建后的试验台既能进行发动机(200kN 推力)试验, 又能进行火箭的各级试验。

(2) P4-2 试验工位: 用于高模试验, 配有一个高度为 4.9m, 外轮廓 2.8m×2.8m 的高空舱, 采用 2.2MPa、210℃蒸汽引射。1995 年改造后也能进行海平面条件的试验。

1999 年对所有测量、控制系统进行了更新, 使用前端/后端系统, 有 7 台前端 UNIX 计算机和 1 台后端计算机。整个计算机系统通过高性能光纤网连接。测控系统可实时执行命令, 精度 1ms, 所有数据在线处理。

### 3.1.5 P5 试车台

为研制 HM60 发动机建造的垂直式双工位液氢/液氧发动机试车台, 有一个海平面试验工位和一个高空模拟试验工位。

最大推力 1000~1500kN, 最长试验时间 900s, 可进行双向摇摆, 摆角±8°。液氢贮存能力为 600m<sup>3</sup>, 液氧贮存能力为 200m<sup>3</sup>, 最大推进剂流量分别为液氧: 200kg/s; 液氢: 40kg/s。有氮气、氢气、氩气和丙烷供应系统, 最高压力 7MPa。具有完善的测控设备, 包括中央测控计算机系统、信号调节装置和计算机辅助设备、数据处理计算机和磁带记录设备, 带有闭路电视、内部通讯和计时器的中央控制设备等。

### 3.1.6 P8 试车台

用于研究高压、氢/氧燃烧领域低温燃烧状态下主要的化学和物理过程, 有两个独立的试验工位, 基础设施十分先进。试车台可供应液氢、液氧、液氮等液相低温介质, 用于冷却的去离子水(流量 50kg/s、压力 20MPa), 以及气氢、氮气、氦气等气态介质。液氢、液氧、气氢供应压力可达 36MPa, 通过闭环控制高精度调节阀, 快速调节质量流量, 其中液氢为 200g/s~3kg/s; 液氧为 200g/s~8kg/s; 气氢为 50g/s~1.5kg/s, 稳态工况精度优于 1%, 一次试车可实现几种不同的工况。用液氮可使气氢温度在-173~-123℃范围内调节。所有供应系统采用落压可控式操作模式, 容器压力由进气量控制。测控系统采集速率分 1kHz 和 50kHz 两种, 在采集测量数据和试车台

数据的同时，还监控与安全有关的数据，可实现边界条件检测和紧急关机。测控系统有三套独立的计算机系统，主系统（两台计算机组成）用于试车准备和数据评估，另两套系统用于数据采集和控制。所有的计算机通过标准公用网连接，通过映射式存储器实现高速数据交换。

### 3.2 奥特布隆 (OTTOBRUNN) 试验基地

位于慕尼黑奥特布隆，属 MBB 公司。基地建有 HM7 双工位推力室试车台 (P59 台)，可进行推力室海平面试验和高空模拟试验。设有两个高压液氢贮箱和液氧贮箱，工作压力为 40MPa。液氧用气氮增压，液氢用气氢增压，为此配有设计工作压力为 80MPa 的气氮和气氢贮罐。

在高空模拟试验中，采用自身引射扩压器，真空度可达 2~2.5kPa。试验舱直径为 1.2m，二次喉道扩压器的直径为 0.76m，长 9.8m，水冷式夹套结构。启动扩压器前，先用氮气吹除系统对扩压器进行吹除，吹除气流量为 20kg/s。

为进一步适应 HM60 发动机研制需要，P59 台进行了扩建，扩建后的 P59.1 台用于缩比尺寸为 1/30 的推力室试验，P59-2 台用于燃气发生器和推力室试验，P59-3 台则用于涡轮泵试验。

## 4 法国火箭发动机试验机构及试验能力

法国有两个试验基地：一个是距法国巴黎以南 50 公里处的维拉罗什 (VILLAROCHE) 试验基地，另一个是距巴黎西北约 80 公里处的维尔农 (VERNON) 试验基地。

### 4.1 维拉罗什 (VILLAROCHE) 试验基地

共有 12 个试车台，其中有 HM7 发动机的水平地面试车台和高空模拟试车台。这两个台最早用于 HM4 发动机试验。此外还有涡轮泵试验台，轴承、端面密封、齿轮箱等组合件试验台，燃气发生器试验台，推力室试验台。每个试验台还有低温推进剂贮箱以及高压配气等设备。所有试验台均由同一个半地下控制室进行控制，备有 850 个测量通道，能同时记录 450 个参数，数据处理由一台 CAE510 计算机进行。

### 4.2 维尔农 (VERNON) 试验基地

它是 HM7 发动机的主要研制基地，有六个试车台，即 PF20 台，PF41 台，PF42 台，PF43 台 PF52 台和 PF50 台。

PF20 台用于阿里安第一级试车。

PF41 台用于 HM7 发动机地面试车和高空模拟试车，为垂直试车台，于 1976 年投入使用，除能进行发动机试车外，还可进行涡轮泵组合件试验。其导流槽是非冷却式的，用 7000.000kg 混凝土筑成。该台有两个 50m<sup>3</sup> 的真空绝热液氢贮箱：一个用作涡轮泵试验时的液氢工作贮箱；另一个用作试验过程中的液氢回收贮箱，液氢回收率可达 40%。此外还有两个 20m<sup>3</sup> 的真空绝热液氧贮箱。推进剂导管均为真空绝热结构。

PF42 台用于加固贮箱推进剂系统试验。

PF43 台用于 H8 子级推进系统试车，其结构与 PF42 台大致相同，因而可互相替换使用，两台之间相距为 100m。

PF41、PF42、PF43 三个低温试车台共用一个地下测控中心，中心距三个台的距离均为 150m，可测量、记录和整理 1100 个参数。装有两台 MITRA-15 计算机：一台用于数据采集系统；另一台用于监视系统，两台可互换使用。

PF52 台用于 HM60 的涡轮泵试验，具有三个工位，分别是液氢涡轮泵试验工位、液氧涡轮泵试验工位和液氢液氧涡轮泵联合试验工位，联合试验工位还可承担发动机短程摇摆试车。

PF52 台分上下两层，下层放置低压液氢液氧贮箱和高压气瓶；上层放置高压液氢液氧贮箱和三个工位的管路；高压液氢贮箱与高压液氧贮箱用“U”形钢筋混凝土墙隔离。为安全起见，各试验工位间用钢筋混凝土防爆墙隔开。

试验台还设有多功能排气烟囱，用于排放燃气发生器的废气和高低压液氢系统吹除置换时的气氢；台外设置有气氢压缩机和回收容器；在距试验台 100m 处还设有氢气燃烧池；控制指挥中心在其前面 130m 处。

## 5 日本火箭发动机试验机构及试验能力

日本火箭发动机试验机构主要有：日本宇宙

开发事业团种子岛空间中心，位于鹿儿岛；科学技术厅航空宇宙技术研究所角田推进中心，位于宫城县的角田。

### 5.1 种子岛空间中心的 LE-7 试车台

试验时间：300s

推力：1,100kN

推进剂流量：250 kg/s

导流槽冷却水流量：72m<sup>3</sup>/h

### 5.2 角田推进中心的高空试车台

主要设备：水冷式水平自引射二次喉道扩压器；二级蒸汽引射器；热蒸汽锅炉和 18 个蒸汽贮罐；真空舱；测量控制系统。

试验能力：

- 最大试车时间：600s；

- 真空舱压力：点火前为  $1.74 \times 10^3 \text{Pa}$ ；稳定工作时为  $6.67 \times 10^2 \text{Pa}$ ；滑行时为  $3.33 \times 10^4 \text{Pa}$ ；

- 试验推力：100kN。

### 5.3 角田推进中心的固体发动机高空试车台

用于 M-V 火箭上面级固体推进剂发动机燃烧试验。

主要设备：水冷式水平自引射二次喉道扩压器；二级蒸汽引射器；酒精/液氧用作气体发生器的驱动源；

主要性能：固体推进剂发动机的燃烧试验可达 60s；真空度 4.799kPa；推力 100kN。

## 6 火箭推进试验技术发展趋势

综上所述，国外液体火箭发动机试验设施配套齐全、基础设施完善、规模大、能力强、可扩展性好。国外试验技术的发展趋势可以概括为：

(1) 为满足新型号研制需求，尽量改造老试车台，试验领域不断拓展，试验能力持续提高。

(2) 试车台系统柔性化，一台多用；既能试验液氢/液氧，液氧/煤油，液氢/液氧/煤油，又能试验可贮存自燃推进剂。既能试验发动机又能进行火箭级试车。采用闭环调节控制流量、压力、混合比，试验条件调整能力不断增强。

(3) 试验设施相对集中，在试验中心内有火箭发动机整机试车台，也有组合件试车台，还有

风洞和冲压发动机试车台。甚至和火箭发射场建在一起。公用设施（如高压气源、水系统、推进剂储运系统、动力系统、数据采集系统）共用。

(4) 数据采集系统的能力不断扩大，可最大限度获取信息，减少试车次数，降低研制成本。

(5) 不断应用新产品、新技术提升试验能力，如高速工作站、网络技术、光缆通讯、集散控制。采用先进的测试手段，测试对象由点到面、场，加强数据分析及性能评定。

(6) 除用于压力、温度等的标准技术外，还采用了基于激光的光学诊断技术以得到更多的定量或定性的有关成分、温度、速度、推进剂化学性质以及分布在液氧射流周围的雾滴尺寸和火焰前端的结构和位置。还采用其他光学诊断技术，如高速摄影、粒子速度成像、激光多普勒风力测定、光谱法（如相干）等。

(7) 用激光诱导荧光仪测定发动机喷管下部羽焰流场温度、速度及产物的浓度和分布。

(8) 用红外成像系统检测试件温度及其分布。

(9) 用高速电视和电影摄像机检测发动机工作中试件的结构完整性、结构响应特性及目测羽流响应特征。

(10) 采用放射或吸收技术确定液体火箭发动机羽焰中静态温度与燃烧物浓度的辐射面。

(11) 采用紫外线吸收共振电子转换的氮氧化物和氢氧化物光谱仪测定高焓气流的密度和热力学状态。

(12) 用插入式探针和梳状探测器定量测量喷管出口面附近及边界层的马赫数、静态压力和局部喷射物的浓度。

(13) 将实时 X 光照相技术和超声波测量运用到液体火箭发动机试验中，如评估喷管结构完整性和厚度变化等。

(14) 重视高空环境模拟试验，试验能力不断增强。

(15) 重视试验设备的研制，如蒸汽发生器、高压低温容器。

(16) 不断完善试车台环境，增强安全防护措施，发动机试车健康诊断系统研究进一步深入。

## 7 国内外差距

我国液体火箭发动机试验技术取得了很大进展,基本能满足现有型号研制要求,但与美国、法国、德国、俄罗斯等航天技术发达国家相比,无论是硬件装备、试验能力还是技术水平都还有明显的差距,主要体现在:

(1) 试验设施不完善,试车台规模小,可扩展性差。

(2) 高空环境试验能力比较薄弱。

(3) 试验条件调整能力差,试验系统难以柔性化,测控能力不足;测试前端手段单一,一次试车获取信息有限,且缺乏对测试数据的深入分析和综合利用。

(4) 试车台污染治理未有效开展,安全防护与应急措施不足,发动机试车健康诊断系统研究刚刚起步。

## 参考文献:

- [1] Bianco J. NASA Lewis Research Center's combustor test facilities and capabilities[R]. AIAA 1995-2681.
- [2] Matringe L. PF52 test stand for the new VINCI rocket engine[R]. AIAA 2001-3382.
- [3] Joyel M, Kerl, Gwynn A, Severt, Kurt H, Loos. Advanced nozzle test facility at NASA Glenn Research Center [R]. AIAA 2002-3245.
- [4] Shamim Rahman, Bartt Hebert. Rocket propulsion testing at Stennis Space Center. Current capability and future challenges[R]. AIAA 2003-5038.
- [5] Christopher D Morin. Developing a high altitude simulating, dynamic, ground test capability at the Holloman AFB high speed track [R]. AIAA 2004-6834.
- [6] Shamim Rahman, Bartt Hebert. Large liquid rocket testing-strategies and challenges[R]. AIAA 2005-3564.
- [7] Gullia A, Laskaridis P. A preliminary investigation of thrust measurement correction in a enclosed engine test facility [R]. AIAA 2005-1128.

(编辑:王建喜)

(上接第 41 页)

(2) 随着补燃室长度的增长,固体碳的燃尽率增大,固相对气相的传热增大,这有利于燃烧效率的提高。

表 1~2 中固体碳粒子的燃尽率偏低,这是由于本研究中的燃料流为灰分、挥发分、碳三者的混合物,碳粉的含量较少,与实际冲压发动机的 C、Mg、Al 等固体颗粒燃料有很大差别;其次,计算时把补燃室尺寸减小进行模拟,以期减少计算时间,这减小了碳粒子在补燃室内的停留、燃烧时间,故对碳的燃尽率有较大影响。

## 6 结论

模拟了固体碳颗粒参与燃烧时补燃室内的燃烧流场情况。通过上述论证可以得出:增大固体颗粒直径,燃料的燃烧效率明显减小,碳粉燃烧

不充分,不利于降低特征信号;增大补燃室长度,固体颗粒在补燃室内的平均停留时间增大,燃尽率增大,燃烧效率提高。

## 参考文献:

- [1] 王志吉. 固体火箭冲压发动机燃烧过程仿真与实验研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2002.
- [2] 赵坚行. 燃烧的数值模拟[M]. 北京:科学出版社, 2002.
- [3] 胡建新,夏智勋,刘君,等. 非堵塞火箭冲压发动机补燃室两相流数值模拟[J]. 推进技术, 2004, 25(3): 193-195, 240.
- [4] 范维澄,万跃鹏. 流动及燃烧的模型与计算[M]. 合肥:中国科学技术大学出版社, 1992.

(编辑:陈红霞)